

신속시동을 위한 마이크로 가스터빈 엔진 시동구간 파라미터 분석 연구

임수빈* · 이동은* · 김석민* · 이상은* · 이동호** · 강영석**†

Parameter Analysis of Engine Start-up Phase of Micro Gas Turbine Engine for Rapid Start-up

Su Bin Lim*, DongEun Lee*, Seokmin Kim*,
Sangeun Lee*, Dong-Ho Rhee**, Young Seok Kang**†

Key Words : Micro Gas Turbine Engine(마이크로 가스터빈 엔진), Engine Control Unit(엔진 제어기), Start-up Phase(시동구간), Rapid Start-up(신속시동), Parametric Study(파라메트릭 연구), Control Logic(제어로직), Arduino(아두이노)

ABSTRACT

The increasing use of unmanned aerial vehicles (UAVs) has heightened the demand for counter-unmanned aerial system (C-UAS) technologies. C-UAS methods are broadly categorized into soft-kill approaches, such as electronic jamming, and hard-kill approaches, which rely on physical interception. For the latter, rapid engine start-up is essential for achieving high mobility. However, commercial engines with conservative start-up procedures can take over 70 seconds to start, which is a significant contrast to the sub-20-second start-up time of rapid-start engines. In addition, since commercial engine control units (ECUs) restrict users from modifying or optimizing the control logic, developing engine control logic that enables rapid start-up is necessary for C-UAS weapon systems equipped with micro gas turbine engines. In this study, the start-up characteristics of a JetCat P300-RX micro gas turbine engine were experimentally analyzed using an Arduino-based control kit. Key parameters influencing the start-up sequence, including the starter motor cut-out RPM, starting fuel valve opening time, main fuel valve opening time, ignition-phase fuel pump voltage, and acceleration-phase fuel pump voltage were identified and the effect of each parameter was quantitatively evaluated by applying a single-variable modification approach. By combining the best-performing conditions for each parameter, the start-up time was reduced by approximately 41.7%. These results provide a practical foundation for optimizing engine control logic and developing domestic controllers, ultimately contributing to the improved performance of rapid-response weapon systems.

1. 서 론

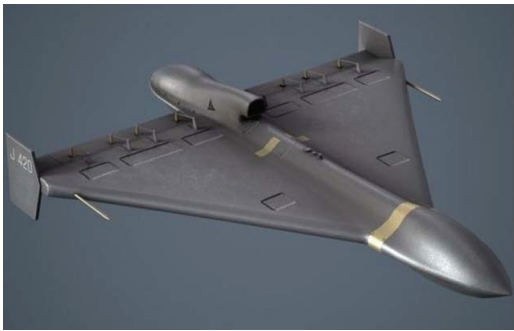
일반적으로 추력이 1,000N 이하인 가스터빈엔진을 마이크로 가스터빈 엔진이라 한다. 이는 일반적인 터보제트 엔진을 소형화한 형태로, 엔진의 크기가 작고 부품 수가 적으며 연료 유향 기술을 적용하여 엔진의 운용과 유지보수가 용이하다. 이러한 장점과 터보제트 엔진의 고속 특성으로 인해

기존 저속 쿼드콥터형 드론 대비 빠른 속도로 목표를 타격할 수 있어 최근 군용 무인기로서의 수요가 급증하고 있다. 예를 들어, Fig. 1(a)에 제시된 Geran-3 드론은 러시아가 이란의 Shahed 238을 개량한 모델이며 마이크로 가스터빈 엔진을 장착한 것으로 알려져 있다. Fig. 1(b)에 제시한 Banshee Jet 80의 경우 영국의 Qinetiq사에서 제작한 타겟 드론(target drone)이며 추력 400 N급 엔진이 두 개 장착된

* 과학기술연합대학원대학교 항공우주시스템공학전공(Department of Aerospace System Engineering, University of Science and Technology)

** 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

† 교신저자, E-mail : electra@kari.re.kr



(a) Geran-3⁽¹⁾



(b) Banshee Jet 80⁽²⁾

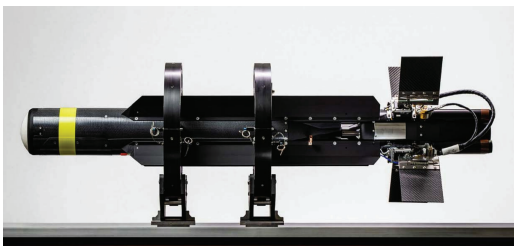
Fig. 1 Examples of Target drones

것으로 확인된다. 이와 같이 공격형 무인기의 개발 및 수요가 증가하면서 실전 배치가 빠르게 이루어지고 있으며 이에 대한 방어체제로 안티드론(anti-drone)의 수요 또한 함께 증가하고 있다.

안티드론은 적대적, 위협적인 드론을 탐지, 식별, 무력화하거나 추적, 차단하기 위한 기술이나 장비, 시스템을 의미한다.



(a) Anduril Roadrunner⁽³⁾



(b) Raytheon Coyote Block 2⁽⁴⁾

Fig. 2 Photographs of Counter-Unmanned Aerial Systems

안티드론은 소프트킬(soft-kill) 방식과 하드킬(hard-kill) 방식으로 나뉜다. 소프트킬은 전파를 활용하여 안전에 위협이 되는 무인기의 통신을 교란하거나 전파 공격을 하여 제어 불능 등의 상태를 유도하는 비파괴적인 방법이다. 이에 반해 하드킬의 경우 레이저나 또 다른 무인기를 발사하여 격추시키는 등 물리적인 수단으로 적의 무인기를 무력화시키는 파괴적인 방법으로써, Counter-Unmanned Aerial System (C-UAS)이 이에 활용되고 있다. C-UAS의 예시로 Fig. 2(a)의 Anduril사의 Roadrunner와 Fig. 2(b)의 Raytheon사의 Coyote Block 2 이 있다. Anduril사의 Roadrunner의 경우 추력 100~200 N급 엔진 2개를 장착한 것으로 추정되고, Raytheon사의 Coyote Block 2의 경우 추력 200~300 N급 엔진을 장착한 것으로 추정된다. Coyote Block 2의 경우 로켓 부스터를 이용한 고체 추진 방식으로 발사하고 로켓 부스터 분리 후에 마이크로 가스터빈 엔진을 이용하여 비행한다. 이러한 추진 방식을 실현하기 위해서는 마이크로 가스터빈 엔진이 고체 추진 방식으로 초기 기동하는 동안 시동을 완료하여 추력 상실 구간이 없어야 하며 이러한 메커니즘은 엔진의 빠른 시동을 필요로 한다.

이와 같은 무기체계의 개발로 인해, 최근 군사적 활용을 목적으로 신속시동 기능을 탑재한 엔진을 개발 및 출시하는 엔진 제작사가 늘어나고 있다. 국내에서도 위와 같은 무기체계 배치를 위한 연구개발을 계획 중이나, 마이크로 가스터빈을 활용한 C-UAS 무기체계의 연구개발을 위해서는 신속시동 구현을 위한 제어로직의 개발이 함께 수행되어야만 한다. 예를 들어, 보수적 시동 절차가 적용된 상용 엔진의 경우 시동시간이 70초 이상 소요되지만, 신속시동 기능이 탑재된 상용 엔진의 경우 시동시간이 20초 이내로 시간 단축이 가능하다. 신속 기동이 핵심인 C-UAS 무기체계 개발을 위해서는 신속시동 기술 구현을 위한 자체적인 제어로직 연구개발이 필수적이다.

위와 같이 마이크로 가스터빈 엔진에 대한 수요와 필요성이 증가하면서 이에 대한 연구가 다양하게 진행되고 있다.

국외에서는 마이크로 가스터빈 엔진의 실험적 성능 평가와 열역학 해석을 결합한 연구가 수행되었었다. 예시로, 미국의 한 대학교⁽⁵⁾에서 JetCat사의 P300-PRO 마이크로 터보제트 엔진을 대상으로 지상시험을 수행하고 GasTurb 14 소프트웨어를 이용한 사이클 해석을 통해 추력, 연료소모율, 배기가스 온도 등의 성능지표를 비교하였다. 이를 통해 소형 가스터빈 엔진의 UAV 및 미사일 추진체로서의 적용 가능성을 제시하였다. 또한 마이크로 가스터빈 엔진 제어 연구도 활발히 진행 중이다. 미국 공군 연구소⁽⁶⁾에서는 마이크로 터보제트 엔진의 실험적 성능시험과 열역학 모델링을 수행하여 제어 특성과 시동 안정성의 상관성을 분석하였다.

국내에서도 마이크로 가스터빈 엔진 연구가 제어를 포함한 다양한 영역에서 진행되고 있다. Lee^(7,8) 등은 마이크로

가스터빈 엔진의 상용 엔진 제어를 이용하여 시동 및 정상 운용구간 제어 로직 분석 연구와 고장모드 모사를 통한 제어 로직 연구를 수행하였다. Lee^(9,10) 등은 아두이노를 이용하여 상용 엔진 제어기의 로직을 구현하고 제어 키트를 구성하는 연구를 진행하였으며 시동구간의 엔진 구동을 구현하였다.

본 연구에서는 선행연구^(9,10)에서 개발된 아두이노 제어 키트를 활용하여 신속 기동 무기체계 개발에 핵심인 신속시동에 관해 실험적 연구를 수행하였다. 구체적으로 엔진의 시동 구간에 해당되는 파라미터를 나열하고 시동시간에 영향을 주는 파라미터를 선별하여 단일 변수 변경 방식으로 실험을 진행하였으며 각 인자가 시동 과정에 미치는 영향성을 정량적으로 평가하였다.

2. 기존 제어 로직 분석

2.1 대상 엔진

본 연구에 사용된 엔진은 독일 JetCat사의 P300-RX 엔진이다. 최대 추력은 300 N이며 엔진의 사진을 Fig. 3에 제시하였으며 엔진의 사양을 Table 1에 제시하였다. 연료는 Jet A1에 윤활유 5%를 혼합하여 사용하였다. 엔진의 실시간 상태를 확인하기 위해 RPM과 배기가스 온도(Exhaust gas temperature, EGT)를 측정하였으며, 각각 엔진 내부의 홀센서(Hall sensor), K타입 열전대를 이용하여 측정하였다. 마이크로 가스터빈 엔진은 점화기, 시동모터, 연료펌프, 시동연료밸브, 주연료밸브 총 5가지 구성품으로 제어되며 각 구성품의 위치를 표시한 그림을 Fig. 4에 제시하였다.



Fig. 3 JetCat P300-RX micro gas turbine engine⁽¹¹⁾

Table 1 JetCat P300-RX specification⁽¹¹⁾

P300-RX	
Length [mm]	365
Diameter [mm]	132
Weight [g]	2,630
Pressure ratio	3.55
Idle RPM	35,000
Max RPM	106,000
Thrust (Idle) [N]	14
Thrust (Max) [N]	300

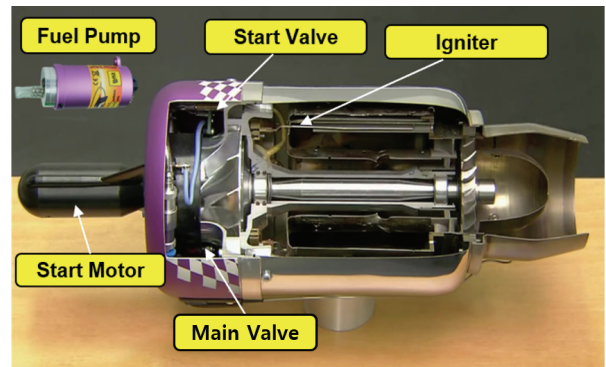


Fig. 4 Micro gas turbine engine cutaway⁽¹²⁾

2.2 실험 방법 및 구성

본 연구에서는 신속시동 연구를 위하여 해당 구성품의 작동조건, 정지조건, 인가 전압 등의 파라미터를 나열하고 시동시간에 영향을 미칠 것으로 예상되는 주요 파라미터를 선별하여 실험을 진행하였으며 각 파라미터의 단일 변수 변경 방식으로 민감도를 평가하였다. 연구에 사용된 시험리그의 사진을 Fig. 5에 제시하였다. 선행연구^(9,10)에서 개발된 제어 키트에 안전을 위한 추가적인 구조물을 설치하고 MCU 보드 교체, 스위치 설치 등 하드웨어 보안을 수행하였다. 본 연구에서 사용된 MCU는 Arduino Mega 모델이며 0.25초 간격으로 데이터를 수집하였다. Excel의 데이터 스트리머 기능을 사용하여 실시간 데이터를 수집하였으며 RPM과 EGT 값을 바탕으로 엔진의 상태를 평가하였다. EGT의 경우 K 타입 열전대와 MAX 6675 모듈을 이용하여 측정하였다. 시동시간은 엔진의 작동 시점부터 Idle RPM 도달 시점까지 측정하였으며 본 연구의 초기 단계에서 하나의 파라미터에 대한 3회 반복 실험을 수행하여 일관성을 검증하였으며 이후 동일한 실험 환경(온도 29~31 °C, 상대습도 45~55 %)에서 단기간 내 연속적으로 실험을 수행하였다.

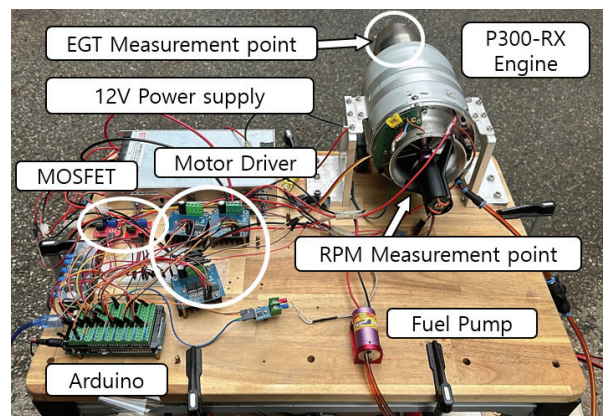
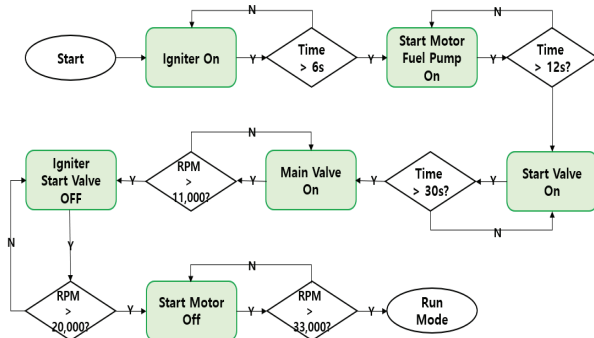


Fig. 5 Photograph of micro gas turbine test rig

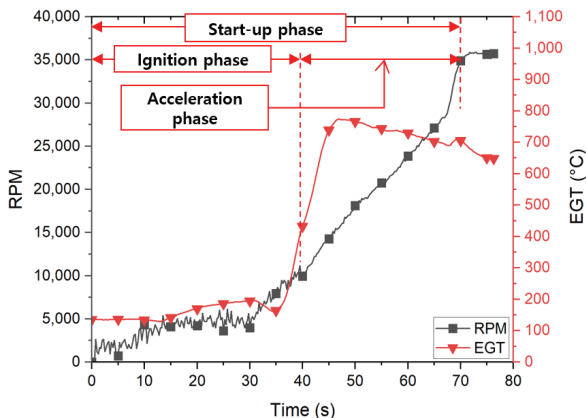
2.3 시동구간 제어 로직

기존 시동절차는 선행연구에서 사용된 절차를 활용하였으며, 대상 엔진의 시동구간 제어 로직은 다음과 같다. 엔진 시동과 동시에 점화기가 작동을 시작하고 시동모터, 연료펌프 순으로 작동한다. 그 후 시동연료밸브가 열리며 점화가 시작되고 주연료밸브가 개방되며 가속이 시작된다. 엔진의 회전수가 self-sustaining RPM에 도달하면 시동모터가 엔진의 회전축에서 분리되며 Idle RPM까지 가속한다. Idle RPM이란 엔진의 점화가 완료되고 연료만으로 엔진의 RPM 제어가 가능한 최소 회전수를 의미하며 그 상태를 Idle 상태라고 한다. Idle 상태에 도달하면 엔진의 시동구간은 종료되고 정상운용구간에 진입하게 된다. 이를 단계별로 구분하면 다음과 같다.

1. 엔진 시동 및 점화기 작동
2. 시동모터, 연료펌프 작동
3. 시동연료밸브 개방
4. 주연료밸브 개방
5. 점화구간 종료 및 점화기, 시동연료밸브 정지
6. 시동모터 정지
7. Idle RPM 도달(시동구간 종료)



(a) Flow chart of micro gas turbine engine starting sequence



(b) Graph of micro gas turbine engine starting sequence

Fig. 6 Micro gas turbine engine starting sequence

대상 엔진의 Idle RPM은 35,000 RPM이며 기존 로직의 시동구간 플로우차트를 Fig. 6(a)에 제시하였다. 해당 시동절차는 본 연구의 Baseline으로, 선행연구에서 개발된 아두이노 엔진 제어키트를 활용하여 실험적으로 확인하였다. Fig. 6(b)을 보면 엔진 시동시간은 72초, 최대 EGT는 772°C가 측정되었고 초기 시작 온도가 약 150°C로 핫스타트임을 알 수 있다. 그러나 본 연구에서는 Baseline 실험의 경우 핫 스타트 조건에서 수행되었으나, 시동시간에 영향을 미치지 않는다고 판단하였다. 첫째, 점화구간에 영향을 미치지 않는 파라미터인 ‘가속구간 연료 유량’의 경우 Baseline이 핫 스타트이지만 다른 케이스들과 비슷한 시점에 점화구간이 종료되는 것을 확인 할 수 있었다. 둘째, 점화구간에 영향을 가장 많이 미치는 파라미터인 ‘주연료밸브 개방 시간’의 경우 핫스타트인 Baseline은 약 135°C에서 시작하였고 Case 1의 경우 약 80°C에서 시작하였으나 Case 1의 점화시간이 약 10초 단축된 것을 보아 더 빠르게 점화가 이루어진 것을 알 수 있다. 이를 통해 핫스타트와 같은 초기조건보다 연료 유량의 영향이 더 지배적으로 작용한다고 판단하였으며, 핫스타트의 영향은 무시할 수 있다고 판단하였다.

3. 주요 구성품 및 제어 파라미터

3.1 구성품 및 기본 구성 설명

3.1.1 점화기

대상 엔진의 점화기는 글로우 플러그(Glow plug) 형태이며 코일을 가열하여 점화기로 공급되는 연료와 공기를 가열하고 점화시키는 방식이다. 기존 로직에 의하면 점화기는 엔진 시동과 동시에 작동을 시작하며 점화구간이 끝날 때 정지한다. 글로우 플러그 특성상 한계 이상의 전류를 가하면 끊어질 위험이 있기에 실험 대상 구성품에서 제외하였으며 기존 로직 그대로 반영하였다.

3.1.2 시동연료밸브

대상 엔진의 시동연료밸브는 엔진의 연소기 라이너 앞부분에 위치하며, 점화구간에서 밸브의 개폐를 반복하여 점화기로 공급되는 연료 유량을 제어하는 역할을 한다. 기존 로직에 의하면 엔진의 시동 시작 시간을 기준으로 12초부터 작동을 시작하고 점화기와 동일하게 점화구간이 끝날 때 정지한다. 선행연구에서는 밸브의 개폐시간을 조절하여 펄스제어를 모사하였다. 본 연구에서는 펄스제어 부분을 제외하고, 시동연료밸브의 개방 시간에 대한 실험을 진행하였다.

3.1.3 시동모터

시동모터는 DC 모터이며 시동모터가 분리되는 self-sustaining RPM에 도달하기 전까지 엔진의 회전축과 연결

되어 회전을 돕는 역할을 한다. self-sustaining RPM이란 시동모터가 엔진의 회전축을 돌려주지 않아도 엔진이 자체적으로 유지가 가능한 회전수를 의미한다. 기존 로직에 따르면 시동모터의 경우 엔진 시작 이후 6초부터 작동을 시작하고 20,000 RPM에 도달하면 정지한다. 또한 점화구간에서는 2.81 V를 인가하며 가속구간에 들어서면 8.43 V를 인가하도록 되어있다. 본 연구에서는 시동모터 분리 회전수 파라미터에 대한 실험을 진행하였다.

3.1.4 주연료밸브

주연료밸브는 개방 상태를 유지하며 연료를 주입하는 구성품이다. 기존 로직에 의하면 로직 시작을 기준으로 30초에 밸브가 개방되고 엔진 정지 시점까지 개방 상태를 유지한다. 본 연구에서는 주연료밸브 개방 시점에 대한 실험을 수행하였다.

3.1.5 연료펌프

대상 엔진의 연료펌프는 엔진 외부에 위치하며 인가 전압에 의해 제어된다. 인가 전압이 높을수록 더 많은 연료가 주입되는데, JetCat사에서 제공하는 해당 연료펌프의 경우 0.3V 이하로는 작동하지 않는다. 이러한 작동 특성으로 인해 기존 로직에서는 시동연료밸브가 작동하는 구간 동안 펄스폭 제어를 통해 연료펌프 인가 전압에 상응하는 유량보다 더 적은 연료 유량이 들어가도록 코드를 구성하였다. 엔진 시동 6초 이후부터 시동모터와 함께 작동을 시작하며 기존 로직 전압대비 1.7배를 유지하다가 주연료밸브 작동 시간인 30초부터 1배로 변경되며 점화구간이 끝나는 시점까지 해당 전압 값을 유지한다. 주연료밸브의 경우 시동연료밸브와 달리 완전 개방을 유지하기 때문에 연료펌프 인가 전압을 낮추더라도 결과적으로 더 많은 양의 연료 유량이 엔진에 주입된다. 점화구간이 끝나고 가속구간에 들어서면 시동시간을 기준으로 측정된 시간에 대한 1차 방정식에 의해 전압 제어된다. 시동구간에서의 연료펌프 작동 시퀀스에 대한 그래프를 Fig. 7

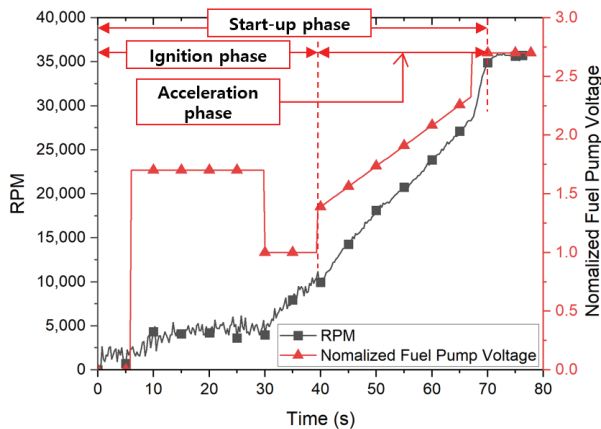


Fig. 7 Sequence of fuel pump in starting phase

Table 2 Summary of experimental parameters and test cases

Components	Parameters
Start motor	Cut-out RPM
Start fuel valve	Opening time
Main fuel valve	Opening time
Fuel pump	Voltage after main valve opening
	Slope of acceleration phase equation

에 제시하였다. 본 연구에서는 점화구간에서의 연료펌프 전압, 연료펌프 관계식의 기울기 총 2가지 파라미터에 대한 실험을 진행하였다.

3.2 시동구간 개선을 위한 시험조건 정리

해당 연구에서는 단일 변수 변경 방식으로 파라미터가 엔진의 시동시간에 어떠한 영향을 끼치는지 민감도를 평가하고자 하였다. 시동시간에 대한 평가를 하고자 EGT는 상한 없이 진행하였다. 시동모터, 시동연료밸브, 주연료밸브, 연료펌프 총 4가지 구성품에 대해 시동모터 분리 회전 수, 시동연료밸브 개방 시간, 주연료밸브 개방 시간, 주연료밸브 개방 이후 연료펌프 전압, 가속구간 연료펌프 관계식 기울기 총 5가지 파라미터에 대한 실험을 수행하였다. 본 실험 대상 파라미터를 Table 2에 제시하였다.

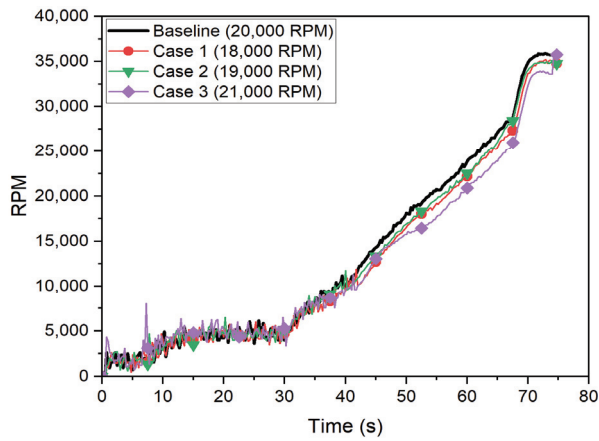
4. 실험 결과

4.1 시동모터 분리 회전수

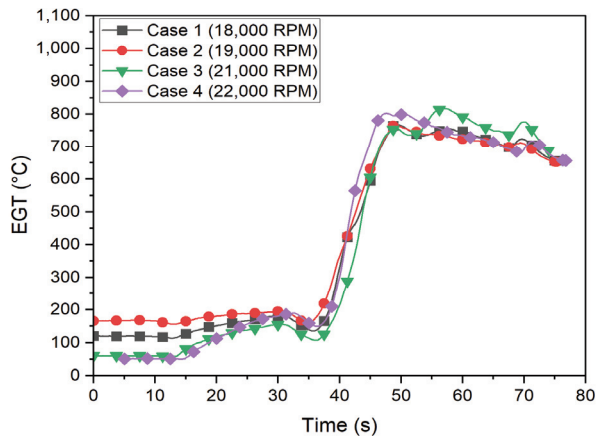
기존 로직의 경우 시동모터 분리 회전수는 20,000 RPM이며 실험을 통해 시동모터의 분리 회전수가 엔진 거동에 영향을 주는지 확인하였다. 각각의 케이스에 인가한 값을 Table 3에 제시하였으며, RPM, EGT 그래프를 Fig. 8에 제시하였다. 첫 번째 참고 사항으로는, RPM 측정 결과에서 점화구간 중에 '노이즈'가 관찰되었으나, 이후 노이즈가 제거된 것으로 나타났으며 이는 점화기의 고전류에 의한 것으로 판단된다. 두 번째는 EGT 그래프의 초기 온도 편차이다. 본 실험에서는 핫 스타트로 인한 점화 시간 단축이 확인되지 않았기에, 초기 EGT 값의 차이가 있더라도 시동시간 영향을 분석

Table 3 Summary of start motor test condition

	Cut-out speed [RPM]
Baseline	20,000
Case 1	18,000
Case 2	19,000
Case 3	21,000
Case 4	22,000



(a) RPM graph



(b) EGT graph

Fig. 8 RPM and EGT behaviors according to the start motor parameter sets

하기에 무리가 없을 것으로 판단하여 예정대로 시험을 수행하였다. 그 결과 네 가지 케이스 모두 시동시간에 큰 영향을 끼치지 않았다. 시동모터가 부하로 작용하였을 때의 영향보다 시간에 따라 증가하는 연료 유량의 영향이 더욱 지배적이기 때문에 시동시간의 지연 혹은 단축에 영향을 미치지 않을 것이라고 판단된다. 네 번째 케이스의 경우 EGT 값이 기존 대비 31 °C 높게 측정되었으나 엔진 거동에는 유의미한 영향이 없다고 판단하였다. 각각의 파라미터의 결과값을 Table 4에 제시하였다.

4.2 시동연료밸브 개방 시점에 따른 실험 결과

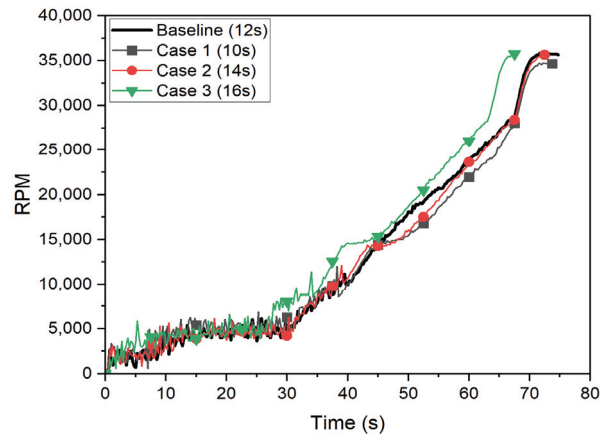
Table 4 Start motor test results for different cases

	Time to idle speed [sec]	Max. EGT [°C]
Baseline	72.0 s	772 °C
Case 1	73.5 s (+1.5 s)	769 °C (-0.3 °C)
Case 2	73.5 s (+1.5 s)	767 °C (-5 °C)
Case 3	72.5 s (+0.5 s)	767 °C (-5 °C)
Case 4	68.5 s (-3.5 s)	803 °C (+31 °C)

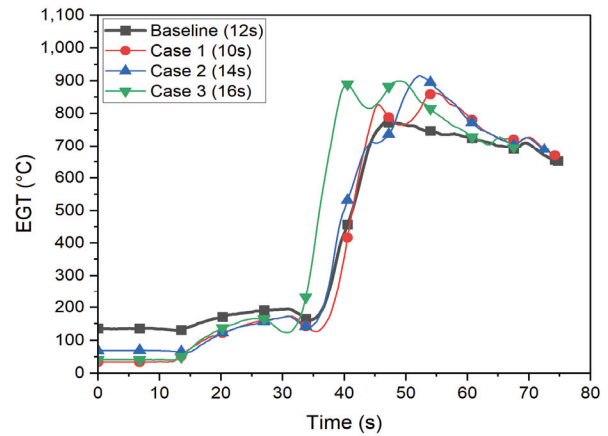
기존 로직에 의하면 시동연료밸브의 개방 시점은 엔진 작동 시간 기준 12초이다. 시동연료밸브 개방 시점 실험의 경우 세 케이스 실험을 진행하였으며, 각 케이스별 인가값을 정리하여 Table 5에 제시하였다. 해당 파라미터의 실험 결과를 시간에 따른 RPM 그래프와 EGT 그래프로 표현하였으며 Fig. 9에 제시하였다. 첫 번째 10초의 경우 점화가 정상적으로 이루어졌지만, 시동시간이 약 2초 늘어났으며 EGT 값이 기존 대비 91 °C 가 증가하였다. 점화기가 덜 가열된 상태에서 연료가 주입되며, 충분한 연소 상태에 도달하기까지 시간이 지연되어 시동시간이 지연되었으며, EGT의 경우 기존보다 빠르게 연료를 주입하며 연소실 내부의 화염 특성이 달라지며 영향을 미친것으로 판단된다. 첫 번째 케이스의 인가값

Table 5 Summary of start valve test conditions

	Opening Time [sec]
Baseline	12
Case 1	10
Case 2	14
Case 3	16



(a) RPM graph



(b) EGT graph

Fig. 9 RPM and EGT behaviors according to the opening time of start valve parameter sets

Table 6 Start valve test results for different cases

	Time to idle speed [sec]	Max. EGT [°C]
Baseline	72.0 s	772 °C
Case 1	74.3 s (+2.3 s)	863 °C (+91 °C)
Case 2	72.5 s (+0.5 s)	916 °C (+144 °C)
Case 3	67.5 s (-4.5 s)	900 °C (+128 °C)

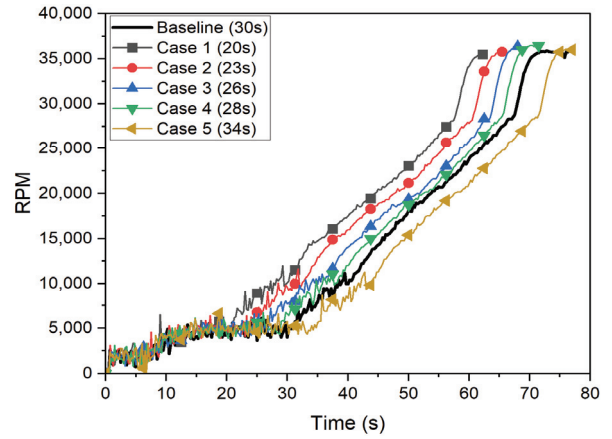
이 현재 점화기 조건에서의 최소한의 시동 조건이라고 판단된다. 두 번째 케이스인 기준보다 2초 늦게 개방한 14초의 경우 기존 시동시간보다 0.5초 증가하였지만 큰 차이가 없다고 판단하였다. 세 번째 케이스인 16초의 경우 전체 시동시간이 기존 대비 4.5초 줄었으며 EGT는 두 번째 케이스와 비슷하게 기준보다 128 °C 높게 나타났다. 점화기가 충분히 가열되었고 충분한 공기유량으로 인해 연소가 활발하게 이루어졌기 때문에 시동시간이 단축됐다고 예측하였으며 EGT의 경우 기준보다 더 오래 가열된 점화기와 주변 온도에 비해 기준과 동일한 공기 유량이 주입되면서 연소실 내부 환경이 기준과 다르게 형성되었기 때문이라고 판단된다. 해당 실험 결과를 Table 6에 제시하였다.

4.3 주연료밸브 개방 시점에 따른 실험 결과

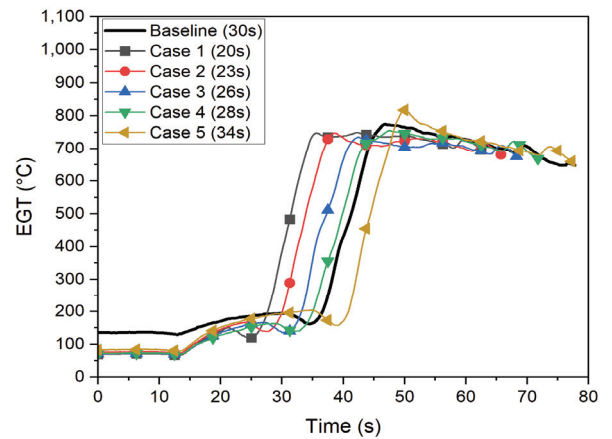
기존 로직을 기준으로 주연료밸브는 30초에 완전 개방된다. 주연료밸브 개방 시점을 변경해 가며 시동구간에 미치는 영향을 평가하였다. 해당 파라미터의 경우 밸브를 빠르게 열수록 점화구간을 단축시킬 수 있을 것이라고 예상하였으며, 총 다섯 케이스를 대상으로 실험을 진행하였다. 각 케이스별 인가값을 정리하여 Table 7에 제시하였다. 첫 번째 케이스인 기준보다 10초 빨리 개방한 20초의 결과가 가장 우수하였다. 예상대로 주연료밸브를 빨리 열수록 전체 시동시간이 줄어들었으며 특히 점화구간 소요 시간이 9.3초 감소하였고 EGT의 경우 기준 대비 3 °C 감소하였다. 해당 파라미터의 가장 시동시간이 길게 소요된 것은 다섯 번째 케이스인 34초 개방이다. 밸브를 기준 대비 4초 늦게 개방하자 전체 시동시간이 3.5초 증가하였으며 점화구간에서의 소요 시간 및 EGT 또한 소폭 상승하였다. 실험 결과에 대한 RPM, EGT 그래프를 Fig. 10에 제시하였으며 Table 8에 결과값을 제시하였다.

Table 7 Summary of main valve test conditions

	Opening Time [sec]
Baseline	30
Case 1	20
Case 2	23
Case 3	26
Case 4	28
Case 5	34



(a) RPM graph



(b) EGT graph

Fig. 10 RPM and EGT behaviors according to the opening time of main valve parameter sets

Table 8 Main valve test results for different cases

	Time to idle speed [sec]	Max. EGT [°C]
Baseline	72.0 s	772 °C
Case 1	62.3 s (-9.7 s)	769 °C (-3 °C)
Case 2	65 s (-7 s)	767 °C (-5 °C)
Case 3	67.5 s (-4.5 s)	772 °C (-)
Case 4	69.5 s (-2.5 s)	767 °C (-5 °C)
Case 5	75.5 s (+3.5 s)	818 °C (+46 °C)

4.4 연료펌프 거동 변화에 따른 실험 결과

4.4.1 주연료밸브 개방 이후 연료 유량

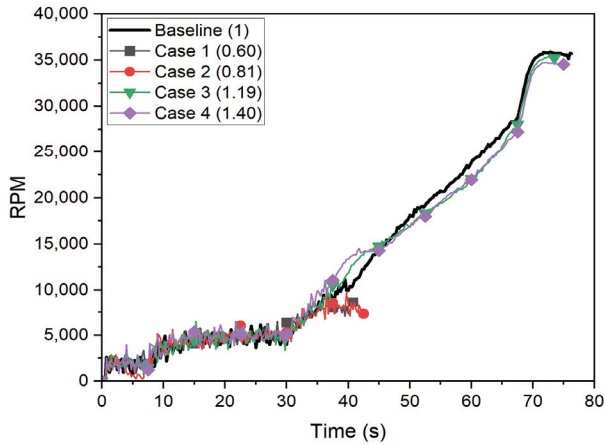
기존 로직에 의하면 연료펌프는 주연료밸브 개방 이후 전압이 변경된다. 해당 전압값을 네 가지 케이스로 변경하며 점화구간 소요 시간에 미치는 영향성을 확인하고자 하였다. 각 케이스별 인가값을 Table 9에 제시하였다. Fig. 11에 제시한 RPM 그래프를 보면 기준보다 낮은 전압을 인가한 첫 번째, 두 번째 케이스의 경우 점화구간이 종료되는 회전수인

Table 9 Summary of fuel pump voltage test conditions for ignition phase

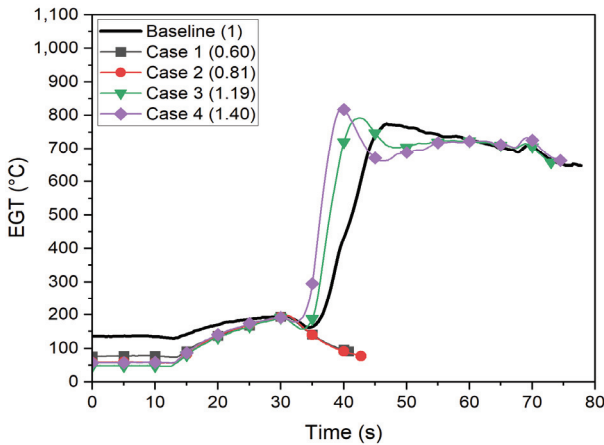
	Normalized values of fuel pump voltage
Baseline	1
Case 1	0.60
Case 2	0.81
Case 3	1.19
Case 4	1.40

Table 10 Fuel pump voltage test results for different cases for ignition phase

	Time to 11,000 RPM [sec]	Max. EGT [°C]
Baseline	41.0 s	772 °C
Case 1	Ignition failure	Ignition failure
Case 2	Ignition failure	Ignition failure
Case 3	39.5 s (-1.5 s)	793 °C (+21 °C)
Case 4	37.5 s (-3.5 s)	820 °C (+48 °C)



(a) RPM graph



(b) EGT graph

Fig. 11 RPM and EGT behaviors according to the fuel pump voltage parameter sets

11,000 RPM에 도달하지 못하는 것을 볼 수 있다. 연료 유량이 적어서 점화가 정상적으로 이루어지지 못한 것으로 판단된다. 세 번째 케이스의 경우 기존 로직의 결과와 큰 차이는 보이지 않았다. 네 번째 케이스의 경우 기존 로직에 비해 점화구간 소요 시간이 3.5초 줄어들었으며 EGT는 48°C 증가하였다. 연료펌프 인가 전압을 높인다는 것은 엔진에 주입되는 연료유량이 증가시키는 것이기 때문에 기존 로직보다 EGT 값이 더 높게 나온 이유는 기존보다 늘어난 연료 유량 때문이라고 생각한다. 해당 실험 결과의 EGT 그래프를

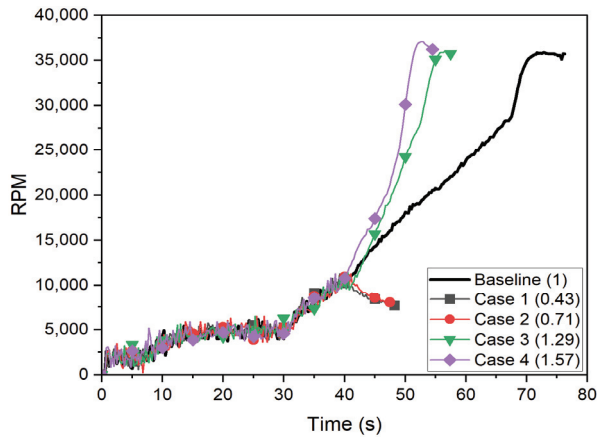
Fig. 11에 제시하였으며 결과값을 Table 10에 정리하여 제시하였다.

4.4.2 가속구간 연료 유량

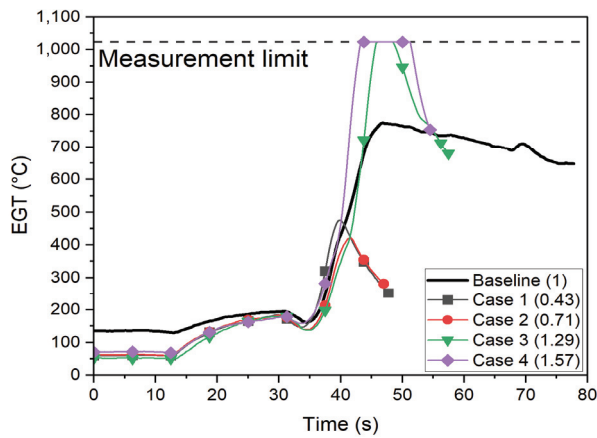
앞서 3.5절에서 언급하였듯이 점화구간이 끝나고 가속구간에 진입하면, 가속구간의 연료펌프 인가 전압은 엔진의 작동 시간을 변수로 한 1차 방정식에 의해 제어된다. 해당 방정식의 시간은 엔진 시동 시점을 기준으로 측정된 시간이며, 시간이 갈수록 선형적으로 증가하게 된다. 방정식의 기울기에 따라 인가 전압의 증가 폭이 달라지며 이는 곧 엔진에 주입되는 연료 유량의 증가 폭에 영향을 미친다. 방정식의 기울기는 기존 로직의 기울기를 기준으로 무차원화를 수행하였으며 각 케이스별 무차원화 한 값을 Table 11에 제시하였다. 표에서 볼 수 있듯이 기존보다 작은 값을 입력한 첫 번째, 두 번째 케이스의 경우 가속구간에 진입한 후부터 회전수가 감소하며 가속이 제대로 이루어지지 않았다. 기존보다 더 높은 기울기 값을 인가한 세 번째, 네 번째 케이스의 경우 유의미한 가속구간 시동시간 단축 결과를 얻을 수 있었다. 기존 Baseline 대비 1.57배를 입력한 세 번째 케이스의 경우 전체 시동시간이 기존 대비 15.5초가 감소하였으며 네 번째 케이스의 경우 19.7초가 감소하였다. 그러나 Fig. 12의 EGT 그래프와 같이 세 번째, 네 번째 케이스의 경우 가속구간 진입 후 배기가스 온도가 급격히 상승하며 EGT 측정 모듈의 측정 한계값인 1,023 °C가 측정되었다. 그러나 EGT 그래프의 거동을 보았을 때, 실제 EGT가 1,200 °C에 근접하였을 것이라고 예측하였으며, 가속구간에서의 과도한 연료 주입이 원인일 것이라고 판단하였다. 과하게 높은 EGT는 엔진의 하드웨어에 손상과 파괴를 유발하므로, 향후 이를 보완하기

Table 11 Summary of fuel pump acceleration slope test conditions

	Normalized values of fuel pump acceleration slope
Baseline	1
Case 1	0.43
Case 2	0.71
Case 3	1.29
Case 4	1.57



(a) RPM graph



(b) EGT graph

Fig. 12 RPM and EGT behaviors according to the fuel pump acceleration slope

Table 12 Fuel pump acceleration slope test results for different cases

	Time to idle speed [sec]	Max. EGT [°C]
Baseline	72.0 s	772 °C
Case 1	Ignition failure	Ignition failure
Case 2	Ignition failure	Ignition failure
Case 3	56.5 s (-15.5 s)	1,023 °C ↑(+251 °C ↑)
Case 4	52.3 s (-19.7 s)	1,023 °C ↑(+251 °C ↑)

위한 추가 연구가 필요하다고 판단된다. 해당 실험의 결과값은 Table 12에 제시하였다.

4.5 각 파라미터별 우수 조합 실험 결과

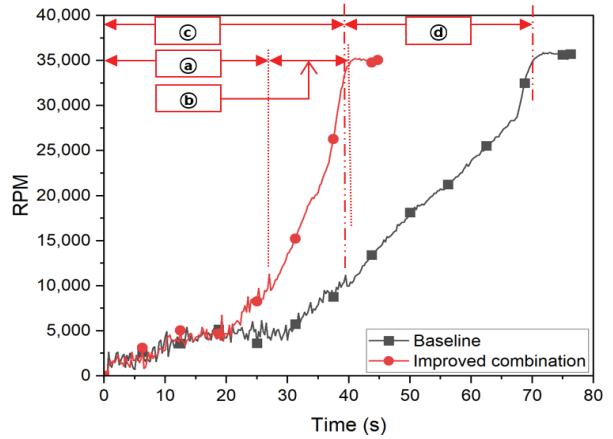
각 파라미터별 우수한 시동시간 단축 효과를 보여준 값을 조합하여 기존 로직 실험 데이터와 비교해 보았다. 각 파라미터에 인가한 값을 Table 13에 제시하였다. 항목별 우수 조합의 경우 전체 시동시간은 기존 72초 대비 30초가 감소한 42초를 기록하였고 EGT 값은 모듈 측정 한계값을 기록하였

Table 13 Summary of final experimental conditions

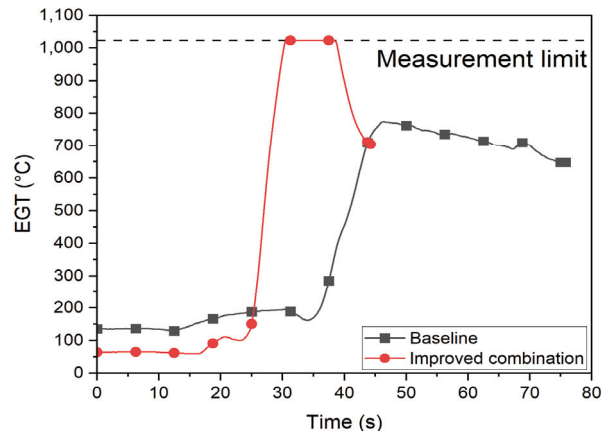
Components	Parameters	Baseline	Selected values
Start motor	Cut-out RPM	20,000 RPM	22,000 RPM
Start fuel valve	Opening time	12 s	16 s
Main fuel valve	Opening time	30 s	20 s
Fuel pump	Voltage after main valve opening (Normalized values)	1	1.40
	Slope of acceleration phase equation (Normalized values)	1	1.57

Table 14 Test results for improved combination

	Baseline	Improved combination
Time to Idle Speed	72 s	42 s (-30 s)
Max. EGT (%)	772 °C	1,023 °C ↑(+251 °C ↑)



(a) RPM graph



(b) EGT graph

Fig. 13 Comparison of RPM and EGT between baseline and improved combination

다. 결과적으로 각 파라미터별 단축 시간을 다 합친 40.9초보다 덜 단축되었으며 그 이유는 다음과 같이 추정된다. 첫째, 연료의 연소로 인한 엔진 RPM 상승을 시동모터가 따라

가지 못한다는 것이다. 시동모터는 점화구간, 가속구간에서 각각 정해진 회전수로 축을 돌려주기 때문에 급격한 RPM 상승 환경에서는 부하로 작용하였을 것이라고 예상된다. 둘째, 과도하게 증가시킨 연료 유량과 앞당긴 밸브 개방 시간들로 인해 연소실 환경이 기존과 다르게 형성되며 엔진 거동에 영향을 끼쳤을 것이라고 판단된다. EGT의 경우 가속구간 연료 유량 파라미터의 영향을 가장 많이 받은 것으로 판단되며 그 래프 거동을 보았을 때 1,200 °C에 임박했을 것이라고 예측된다. 전체 시동시간의 경우 연료펌프 방정식의 기술키와 주 연료밸브 개방 시간의 영향을 많이 받은 것이라고 판단된다. 해당 실험의 결과를 Table 14, Fig. 13에 제시하였으며 Fig. 13 (a)에 점화구간과 가속구간을 표시하였다. ㉔는 각 파라미터별 우수 조합의 점화구간, ㉕는 각 파라미터별 우수 조합의 가속구간이며 ㉖, ㉗는 각각 Baseline의 점화구간과 가속구간이다.

5. 결 론

본 논문에서는 마이크로 가스터빈 엔진의 시동구간 로직과 주요 제어 구성품에 대해 설명하였으며, 5가지 제어 구성품 중 점화기를 제외한 4가지 구성품인 시동모터, 시동연료밸브, 주연료밸브, 연료펌프에 실험을 수행하였다. 파라미터는 시동모터 분리 회전수, 시동연료밸브 개방 시점, 주연료밸브 개방 시점, 주연료밸브 개방 이후 연료 유량, 가속구간 연료 유량 총 5개에 대한 실험을 수행하였으며 엔진의 RPM, EGT 거동 특성을 통해 영향성을 평가하였다.

시동시간 단축에 유의미한 영향을 준 파라미터는 주연료밸브 개방 시간, 가속구간 연료 유량이었으며, 영향이 가장 적은 파라미터는 시동모터 분리 회전 수와 주연료밸브 개방 이후 연료 유량으로 확인되었다. 주연료밸브 개방 시간의 경우 점화 시간 최대 3.5초 단축을 확인하였으며 가속구간 연료 유량의 경우 전체 시동시간이 최대 19.7초 단축됨을 확인하였다. EGT에 가장 큰 영향을 끼친 파라미터는 가속구간 연료 유량으로 최고 배기가스 온도가 기존 대비 32.5% 상승하는 것을 확인하였다. 최종적으로, 각 파라미터별 가장 우수한 결과값을 도출한 인자를 조합하였을 때, 기존 시동시간 72초 대비 30초 감소한 42초 달성에 성공하였다. 본 연구에서는 급격한 시동시간 단축으로 인한 하드웨어 손상은 관찰되지 않았으나 몇 케이스의 경우 가속구간에서 EGT의 급격한 상승이 확인되었다. 이는 가속구간 연료 유량 파라미터의 원인이 지배적일 것이라고 판단하였다. 향후 EGT의 과도한 상승을 완화하기 위한 추가 연구가 필요하다고 판단된다.

본 연구를 통해 마이크로 가스터빈 엔진의 시동구간에 영향을 끼치는 파라미터를 선별하고 시동시간에 미치는 영향성을 평가하였으며, 시동구간에 좀 더 영향력 있는 인자를 구별할 수 있게 되었다. 본 연구의 접근법은 다른 마이크로

가스터빈 엔진에도 적용이 가능할 것으로 판단되며 추후 추가적인 파라미터에 대한 실험을 수행하고 하드웨어의 보완이 이루어진다면 시동시간 단축은 물론 안정적이고 강건한 시동이 가능할 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 2025년 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원(KRIT-CT-22-053)을 받아 수행되었습니다.

References

- (1) https://defensemirror.com/news/39493/Russia_s_Geran_3_Jet_Powered_Kamikaze_Drone_Ready_for_Operations
- (2) <https://www.anduril.com/article/anduril-unveils-roadrunner-and-roadrunner-m/>
- (3) <https://www.defenceimagery.mod.uk/Home/Search?Query=25%3A%22Banshee+jet+80%22&Type=Simple>
- (4) <https://www.rtx.com/raytheon/what-we-do/integrated-air-and-missile-defense/coyote>
- (5) Fernandes, R. G., Nunes, S. B., Parsells, J. T., and Ricklick, M. A., 2024, "Experimental and Analytical Analysis of a JetCat P300-PRO Microturbine Engine," AIAA Scitech 2024 Forum, 2024-1375.
- (6) DePaola, R. A., Schauer, F., Polanka, M. D., Ray, S., and Grannan, N. D., 2020, "Microturbine Turbojets: Experimental Testing and Thermodynamic Modeling," AIAA Scitech 2020 Forum, AIAA 2020-0869.
- (7) Lee, K. J., Rhee, D. H., Kang, Y. S., and Kho, S. H., 2021, "Starting and Normal Operation Logic Research of Small Gas Turbine Engine," The KSPE Journal of Propulsion Engineers, Vol. 25, No. 5, pp. 1~9.
- (8) Lee, K. J., Kim, S. G., Back, K. M., Rhee, D. H., Kang, Y. S., and Kho, S. H., 2021, "Research of Small Gas Turbine Engine Control Logic by Engine Failure Mode Simulation," The KSPE Journal of Propulsion Engineers, Vol. 25, No. 2, pp. 88~97.
- (9) Lee, D. E., Kim, S. M., Chung, H. Y., Kang, Y. S., and Rhee, D. H., 2022, "Implementation of Engine Start Control Logic of Micro Gas Turbine Engine Using Arduino," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 25, No. 5, pp. 37~46.
- (10) Lee, D. E., Kim, S. M., Chung, H. Y., Kang, Y. S., and Rhee, D. H., 2022, "Development of Micro Gas Turbine Engine Operation Control Logic for UAVs based on Arduino," KSFM Summer Conference 2022, Gangwon-do, Korea, pp. 313~315.
- (11) <http://www.jetcat.de/en/products>
- (12) <https://www.youtube.com/watch?v=oYpG0HDcFsA>